

UNIVERSITÉ DE SHERBROOKE
Faculté de génie
Département de génie mécanique

Démonstration expérimentale d'un avion
autopiloté électrique contraint par un câble
attaché au sol

Mémoire de maîtrise
Spécialité : génie mécanique

Bruno Chapdelaine

Sherbrooke (Québec) Canada

Janvier 2021

MEMBRES DU JURY

David RANCOURT

Directeur

Alexis LUSSIER DESBIENS

Évaluateur

Jean de LAFONTAINE

Évaluateur

RÉSUMÉ

Les aéronefs à décollage et atterrissage vertical (VTOL) sont essentiels pour les services d'urgence, le transport de marchandise et la mobilité aérienne. Les récentes avancées en systèmes autonomes et en motorisation électrique ont ravivé le développement de ce type de véhicule. Les compagnies novatrices se concentrent principalement sur le développement de concepts de type multi-rotor qui souffrent d'une faible efficacité en vol stationnaire et en vol vers l'avant. Le nouveau concept d'un aéronef VTOL avec un rotor composé d'avions autonomes attachés par câble permettrait de lever des charges de façon plus efficace que les aéronefs VTOL actuels. Dans ce mémoire, un modèle de simulation dynamique et un banc d'essai expérimental d'un avion attaché par câble sont présentés. Le modèle dynamique permet de développer le système de contrôle de l'aéronef expérimental et de prédire les performances du système. Les essais expérimentaux démontrent que le système de contrôle est capable de stabiliser le véhicule à l'état désiré pour l'acquisition de données. Le véhicule est capable de lever une charge équivalente à 4 fois son poids à vide et d'atteindre un ratio de levage de 14 g/W en régime permanent. Le modèle dynamique prédit correctement la dynamique et les performances du système.

Mots-clés : Véhicules aériens autonomes, Avion, Hélicoptère, Simulation dynamique, Contrôle embarqué

TABLE DES MATIÈRES

1	INTRODUCTION	1
1.1	Mise en contexte et problématique	1
1.2	Plan du document	2
2	ÉTAT DE L'ART	3
3	QUESTION DE RECHERCHE	9
3.1	Objectifs du projet de recherche	9
3.2	Contributions originales	10
4	MODÈLE, VALIDATION ET RÉSULTATS	11
4.1	Introduction	13
4.2	Experimental Setup	15
4.3	Simulation Model	17
4.3.1	Dynamics Model	17
4.3.2	Aerodynamics Model	20
4.3.3	Controller Model	21
4.4	Results	22
4.4.1	Tests description	22
4.4.2	Controller performance	23
4.4.3	Lifting capabilities	24
4.4.4	Lifting efficiency	26
4.5	Conclusion	28
5	CONCLUSION	29
A	DONNÉES D'EFFICACITÉ EN VOL STATIONNAIRE	31
	LISTE DES RÉFÉRENCES	33

LISTE DES FIGURES

1.1	Représentation schématique de deux configurations de rotor	2
2.1	Représentation schématique de la méthode de transport de charge par deux avions brevetée par Wilson en 1981	3
2.2	Centrifugally Stiffened Rotor	4
2.3	Alcyone	4
2.4	Makani Wing 7 sur sa station de base avant un décollage à la verticale . .	5
2.5	Représentation conceptuelle des trois étapes de vol de l'EPR ²	6
4.1	Notional representation of the three flight phases of the EPR ²	14
4.2	Representation of the experimental setup	18
4.3	Diagram of the simplified airplane (\mathcal{B}), tether, anchor, reference frames and forces included in the dynamic model	19
4.4	Body frame velocities	20
4.5	Schematic representation of the controller	22
4.6	Measured altitude for a segment of flight with a tether of 7.5 m at 17 m/s .	23
4.7	Model altitude response to a target altitude increase of 0.5 m vs measured response with a tether of 7.5 m at an airspeed of 17 m/s	24
4.8	Experimental vs. modeled lift component at the anchor point in the short and long tether configuration	24
4.9	Simulated lifting component at the anchor point at multiple airspeed in the short and long tether configuration	25
4.10	Simulated lifting efficiency (g/W) at multiple airspeed in the short and long tether configuration	26
4.11	Lifting component F_z with a tether of 7.5 m at a coning angle of 32 degrees and an airspeed of 18 m/s	26
4.12	Loss mechanisms	27
4.13	Lifting efficiency (g/W) of various VTOL aircraft	28

LISTE DES TABLEAUX

2.1	Comparaison des résultats d'analyse pour l'EPR ² avec un hélicoptère . . .	7
4.1	Aircraft parameters	16
4.2	Sensors description	16
4.3	Dimensionless stability and control derivatives of the Skysurfer Pro aircraft calculated using VLM	21
A.1	Quadcopters g/W ratio data ¹	31
A.2	Helicopters g/W ratio data	31

CHAPITRE 1

INTRODUCTION

Les véhicules à décollage et atterrissage vertical (VTOL) peuvent accomplir des tâches qu’aucun autre véhicule ne puisse accomplir. De l’installation de pylônes jusqu’aux opérations de sauvetage, l’habileté de décoller et d’atterrir verticalement offre de grands avantages opérationnels. Les récents développements pour ce type de véhicule se sont concentrés à repousser les limites de vitesse et de distance au lieu d’augmenter les capacités de levage de charge et d’endurance en vol stationnaire. Ces efforts ont permis le développement de véhicules avancés tels que l’hélicoptère à rotors inclinables V-22 Osprey et l’hélicoptère à rotors contrarotatif Sikorsky X2. Cependant, ces véhicules rapides souffrent toujours d’une consommation élevée de carburant en vol stationnaire, ce qui limite leur temps de vol et leur capacité de chargement au décollage.

1.1 Mise en contexte et problématique

Il y a un besoin clair pour des aéronefs VTOL à capacité de chargement élevée pour des applications civiles comme pour la construction de pipelines [1], pour la construction de lignes électriques [2] et pour la lutte contre les incendies [3]. Le besoin est bien défini pour des applications militaires. L’armée américaine a démontré son intérêt pour un nouvel aéronef VTOL à haute capacité de chargement dans le programme Future Vertical Lift qui vise à développer une nouvelle famille d’aéronefs VTOL pour remplacer leur flotte actuelle d’hélicoptères et d’avions cargo [4]. Il est difficile d’atteindre les objectifs spécifiés avec des aéronefs à rotor conventionnel et de nouveaux concepts d’aéronefs sont recherchés.

Une solution pour augmenter l’efficacité énergétique des aéronefs à rotor est d’augmenter la taille du rotor tel que démontré par la théorie de Froude (*momentum theory*). Toutefois, ce n’est pas possible avec les rotors conventionnels où la taille du rotor est limitée par le poids et la performance en vol vers l’avant. Une solution pour augmenter l’aire d’un rotor sans les inconvénients d’un rotor traditionnel est de remplacer les pales par des aéronefs autopropulsés à voilure fixe et attachés au fuselage. Les aéronefs agissent comme une section de pale et peuvent suivre des trajectoires plus complexes. La Figure 1.1 montre une représentation schématique de deux configurations de rotor composé d’aéronefs.

L’Electric Powered Reconfigurable Rotor (EPR²), un concept basé sur ce principe, consiste en 3 avions électriques autonomes attachés à un fuselage qui volent de façon collaborative

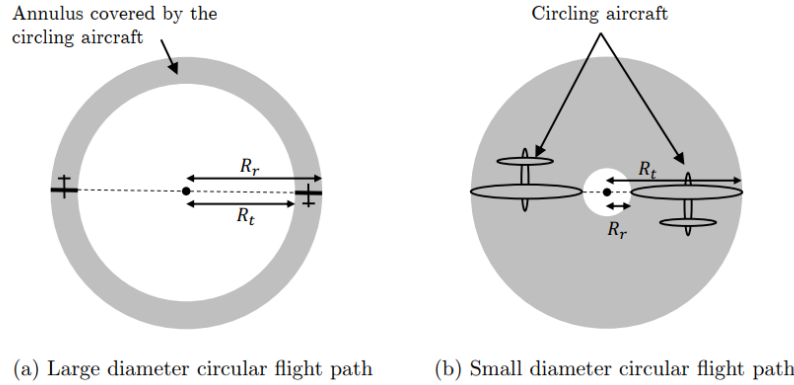


Figure 1.1 Représentation schématique de deux configurations de rotor, un à faible chargement de disque, large diamètre (a) et un à haut chargement de disque, petit diamètre (b) [5]

pour lever une charge. En comparaison à des hélicoptères à rotor conventionnel et à capacité de chargement similaire, ce type d'aéronef nécessiterait de l'ordre de 80 % moins d'énergie en vol stationnaire. Ainsi, il serait aussi plus économique en carburant et moins polluant à opérer. Il aurait l'avantage d'être plus silencieux, de nécessiter moins de maintenance et réduirait les cas de perte de visibilité à l'atterrissage (brownout et whiteout). Le concept n'a jamais été démontré expérimentalement et une étude expérimentale de sa performance est nécessaire pour appuyer les résultats numériques et préparer le développement d'un prototype fonctionnel. Le système doit être contrôlé par un autopilote à cause de sa complexité dynamique et la stabilité de contrôle n'a jamais été évaluée expérimentalement.

1.2 Plan du document

Ce mémoire débute avec l'état de l'art au sujet du vol d'aéronefs contraints par un câble. Le contenu principal de la recherche effectuée est présenté sous la forme d'un article soumis à la revue *AIAA Journal of Aircraft*. Dans cet article, une courte revue de littérature est présentée, suivie d'une présentation du montage d'essai expérimental et du modèle dynamique du système. Il est expliqué comment le modèle a été utilisé pour développer la stratégie de contrôle nécessaire pour effectuer les essais expérimentaux. Ensuite, les résultats des essais expérimentaux sont présentés suivis d'une discussion.

CHAPITRE 2

ÉTAT DE L'ART

Le concept de transporter des charges au sol avec un avion est étudié depuis les débuts de l'aviation. En 1931, Chilowsky [6] obtient un brevet pour une méthode de transport de biens entre le sol et un avion en vol à l'aide d'un long câble. Cette technique se base sur le fait que sous des conditions de vol précises, le bout libre du câble devient l'apex d'un cône inversé et maintient sa position. Le câble peut être déroulé et enroulé à l'aide d'un treuil. Cette méthode est reprise par plusieurs et, de 1931 à 2012, 10 brevets [7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16] sont accordés pour des concepts similaires.

En 1981, Wilson étudie la performance de lever des charges avec deux avions conventionnels pour Lockheed Martin [7]. Les tests sont conduits avec deux avions Cessna Agwagon sous lesquels un treuil est installé. Les limitations causées par l'habileté des pilotes à synchroniser une trajectoire complexe et l'utilisation d'avions conventionnels sans capacité de décollage vertical n'ont pas justifié la continuation du développement du concept. La Figure 2.1 présente une représentation schématique de la méthode de transport de charges brevetée par Wilson.

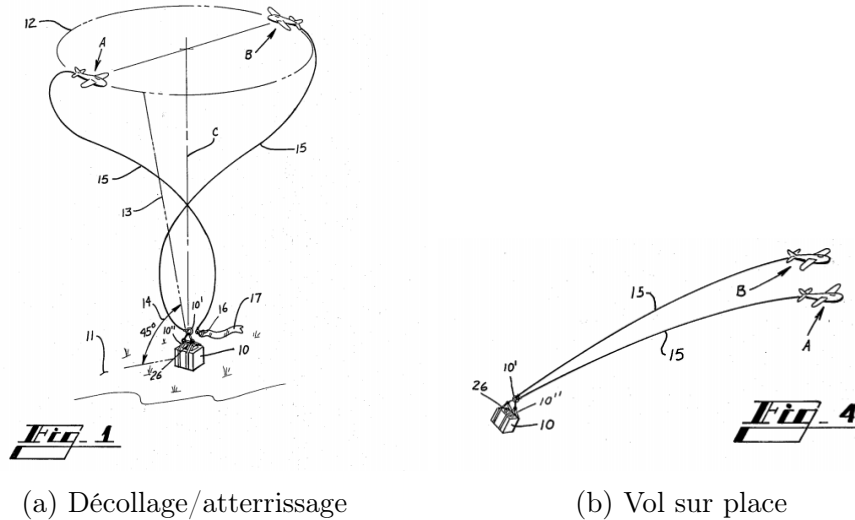


Figure 2.1 Représentation schématique de la méthode de transport de charge par deux avions brevetée par Wilson en 1981 [7]

Les récents développement en propulsion électrique et en véhicules autonomes ont apportés un nouvel engouement pour ce concept. Le Centrifugally Stiffened Rotor (CSR) est étudié

par la NASA pour le vol éternel. L'aéronef est composé d'ailes rigides équipées de moteurs électriques aux extrémités qui sont attachées à un moyeu central où se trouve le chargement tel que montré à la Figure 2.2. À cause du système d'attache des ailes, l'angle de conicité du rotor est limité par la portance et la pseudo force centrifuge agissant sur celles-ci contraignant leur trajectoire.

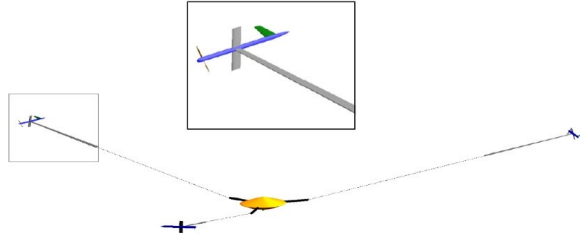


Figure 2.2 Centrifugally Stiffened Rotor [17]

L'Alcyone développé par Bladetips Energy est un concept similaire au CSR qui utilise des tiges rigides à la place d'un câble pour attacher les ailes au moyeu central. Cela simplifie le contrôle mais limite encore plus la trajectoire des ailes.

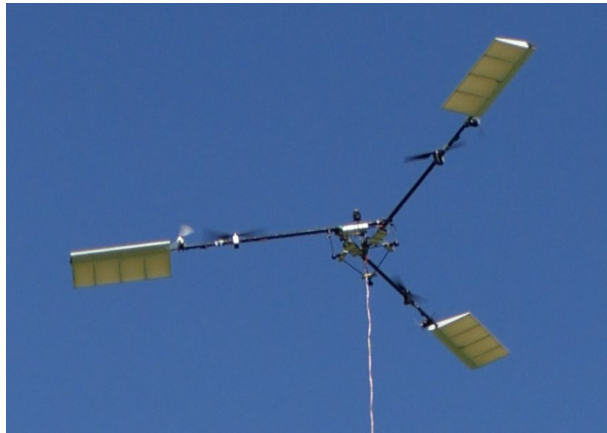


Figure 2.3 Alcyone [18]

Ces deux concepts ont le potentiel d'avoir une très grande efficacité énergétique comparativement aux rotors conventionnels en vol stationnaire, mais sont contraints par le même manque d'autorité de contrôle que les pales d'un rotor conventionnel. Ils souffrent donc des mêmes problèmes aérodynamiques complexes que les pales rotatives lorsqu'en vol vers l'avant ou en présence de vent. La section du rotor qui avance avec le véhicule voit une vitesse relative élevée tandis que la section en retraite voit une vitesse relative plus faible. La vitesse relative élevée de la pale avançante peut causer des ondes de choc qui réduisent l'efficacité et augmentent les émissions sonores tandis la vitesse relative faible de la pale en retraite risque de la faire décrocher.

Un système où le câble est attaché près du centre de masse des ailes volantes du rotor au lieu de leur extrémité permettrait de garder l'autorité de contrôle sur le roulis et le lacet de celle-ci. Cela permettrait de suivre des trajectoires plus complexes pour surpasser les problèmes d'un rotor conventionnel et s'adapter à la présence de vent, mais au coût d'une complexité de contrôle plus élevée.

Les avancées récentes de Makani dans le domaine des éoliennes aéroportées ont permis de démontrer l'utilisation d'un avion autonome pour l'extraction d'énergie éolienne. Le principe est le suivant : l'avion décolle à la verticale en étant alimenté par un câble jusqu'à ce qu'il atteigne une altitude déterminée. Il se met alors à tourner dans le ciel comme un cerf-volant et à extraire de l'énergie avec ses rotors. L'énergie est acheminée à la base via le même câble qui alimentait l'avion au décollage. Le Makani Wing 7, un de leur premier prototype, a la capacité de générer 20 kW en vol. Le Makani M600, leur première machine de calibre commercial, a la capacité de générer 600 kW en vol. La Figure 2.4 montre le Makani Wing 7 sur sa station de base avant un décollage à la verticale.



Figure 2.4 Makani Wing 7 sur sa station de base avant un décollage à la verticale [19]

Un concept inspiré des avions de Makani, l'EPR², est étudié pour des applications de levage de charge. Le concept consiste en 3 avions autonomes attachés à un fuselage qui décollent à la verticale et transitionnent vers une trajectoire quasi-circulaire pour lever une charge. Un câble conducteur est utilisé, de façon similaire à Makani, pour alimenter les avions avec une source externe. Cela permet de diminuer la masse de l'aéronef et facilite le décollage à la verticale. En vol stationnaire, les avions peuvent réduire le chargement du rotor en volant sur une très grande surface de disque, ce qui réduit les pertes en puissance induite et diminue la puissance requise pour rester en vol. En vol vers l'avant, les avions peuvent voler dans la même direction atteignant des vitesses et une efficacité supérieure à ce qui est possible avec des aéronefs à rotor conventionnel. La Figure 2.5 montre les trois étapes de vol.

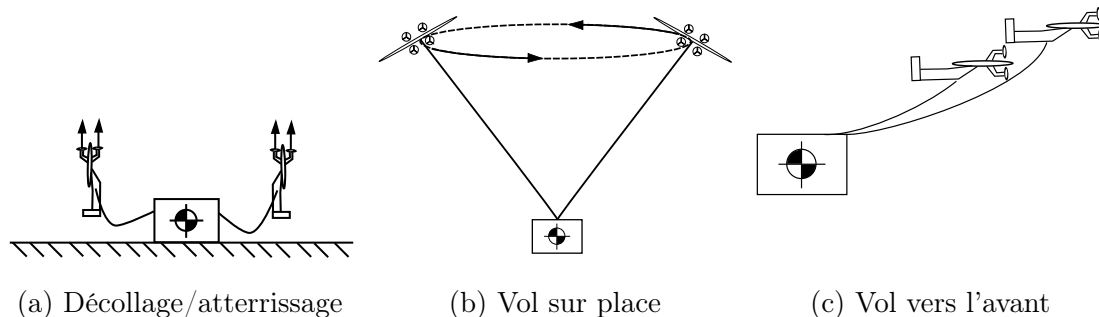


Figure 2.5 Représentation conceptuelle des trois étapes de vol de l'EPR² [20]

Plusieurs études portant sur l'utilisation de l'EPR² pour lever des charges ont été faites par l'Aerospace Systems Design Laboratory (Georgia Institute of Technology). Une approche multidisciplinaire a été utilisée pour évaluer de façon numérique la puissance requise au décollage, en vol stationnaire et en vol à faible vitesse pour un véhicule de type EPR². La modélisation était basée sur une décomposition physique du système où une trajectoire périodique d'avion était prescrite. La trajectoire était utilisée dans le modèle de câble couplé au fuselage pour évaluer les forces appliquées à l'avion. Un modèle aérodynamique d'avion permettait d'évaluer les forces externes requises sur l'avion pour maintenir la trajectoire donnée ainsi que l'angle d'attaque et de roulis requis. Cette méthode d'évaluation des requis de puissance ne permet pas l'intégration d'un contrôleur dans la boucle. Les performances prédites sont valides seulement si l'aéronef peut suivre la trajectoire prescrite.

Une première exploration du concept effectuée par Cormier et Rancourt offre une comparaison entre deux aéronefs EPR² et un Mil Mi-26 [20]. Le premier aéronef a un rotor composé de deux avions Wing 7 et le second de deux M600 de Makani. Le Tableau 2.1 présente la comparaison des résultats. On remarque que pour une masse et une puissance environ 10 fois plus faible que l'hélicoptère cargo Mil Mi-26, l'aéronef EPR² avec un rotor constitué de deux avions M600 aurait approximativement la même capacité de chargement. Malgré le fait que la puissance disponible maximale ne se traduise pas directement en puissance requise en vol stationnaire, la comparaison représente un ordre de grandeur des gains en efficacité possibles de l'EPR².

Une étude effectuée par Cormier et Rancourt [22] a été effectuée pour analyser la puissance requise pour le vol à haute vitesse. Il a été évalué que l'EPR² aurait une vitesse de croisière 50 % plus élevée qu'un hélicoptère transportant une charge similaire.

Rancourt a développé les méthodes et les modèles nécessaires pour évaluer et optimiser la puissance requise à l'EPR² en vol quasi circulaire et périodique [21]. Il a été démontré

Tableau 2.1 Comparaison des résultats d'analyse pour l'EPR² avec un hélicoptère

Aéronef	Puissance totale disp.	Masse approx. du syst. à vide	Masse cargo max.
EPR ² Wing 7	40 kW	150 kg	770 kg
EPR ² M600	1200 kW	2500 kg	18700 kg
Mil Mi-26	17000 kW	28200 kg	20000 kg

que pour un aéronef avec un rotor composé de trois avions Wing 7 de Makani, un vol non-circulaire où les aéronefs suivent une trajectoire elliptique déphasée permettrait de réduire la puissance moyenne requise de 10% et la puissance maximale de plus de 25%. La réduction de puissance est due à la réduction de l'interaction du sillage entre les avions qui réduit la puissance induite au rotor.

L'aérodynamique d'avions tournants attachés à un point est complexe à cause de l'interaction de la turbulence du sillage entre les avions et de la propagation lente du sillage sur de longues distances. Rancourt et Mavris ont développé une méthode numérique efficace pour évaluer l'aérodynamique d'avions attachés en vol quasi-circulaire et l'interaction entre les sillages [22].

Ces méthodes numériques permettent de prédire les performances de levage et la puissance requise d'un avion tournant attaché à un point, mais il y a un besoin de les démontrer expérimentalement pour faire avancer le niveau de développement technologique du concept. Une démonstration expérimentale du concept nécessite un véhicule autonome à cause de la complexité de contrôle du système. Les modèles utilisés pour évaluer les courbes de puissance de l'EPR² ne peuvent pas être repris pour le développement d'une méthode de contrôle car ils sont trop exigeants en calcul et nécessitent une trajectoire prédéfinie en entrée. Un modèle dynamique du système doit être développé pour concevoir le contrôleur et ensuite évaluer la performance de levage expérimentale de l'EPR².

CHAPITRE 3

QUESTION DE RECHERCHE

La synthèse de l'état de l'art au Chapitre 2 a permis d'identifier un besoin de société pour un aéronef VTOL efficace avec une capacité de chargement élevée. Les études actuelles basées sur des analyses numériques multidisciplinaires démontrent du potentiel élevé de l'EPR², mais aucune analyse expérimentale du concept n'a été faite à ce jour. Les essais expérimentaux qui se rapprochent le plus de l'EPR² ont été effectués par Wilson pour Lockheed Martin en 1981 avec des avions conventionnels. Ils ont été abandonnés à cause de la complexité de contrôle pour les pilotes. La modélisation du système est complexe et l'acquisition de données expérimentales est requise pour poursuivre le développement vers un premier prototype fonctionnel. La question de recherche principale qui découle de ces constats est :

Q1 : Quelle est la performance de levage expérimentale d'un avion attaché au sol par un câble sur le fuselage près de son centre de masse suivant des trajectoires circulaires ?

Considérant la dynamique complexe du système, l'évaluation expérimentale de sa performance entraîne une deuxième question de recherche :

Q2 : Quelle méthode de contrôle permet à un avion attaché au sol par un câble sur le fuselage près de son centre de masse de suivre une trajectoire circulaire ?

3.1 Objectifs du projet de recherche

Après s'être posé ces questions, il est possible de formuler l'objectif principal suivant :

Caractériser la performance de levage expérimentale d'un avion autonome attaché par un câble suivant des trajectoires circulaires.

Pour atteindre cet objectif de recherche, les objectifs intermédiaires suivants doivent être atteints :

- Concevoir et fabriquer un banc de test expérimental avec un avion modèle réduit

- Développer un système d'acquisition de données pour mesurer la tension dans le câble et l'état de l'avion (position, orientation, vitesse angulaire, vitesse linéaire, vitesse dans l'air)
- Modéliser le système et développer un environnement de simulation avec contrôleur intégré
- Développer et implémenter un contrôleur permettant de suivre une trajectoire circulaire
- Acquérir des données expérimentales de vols stabilisés
- Évaluer les résultats expérimentaux

3.2 Contributions originales

Bien que les performances en vol d'un avion attaché avec un câble près de son centre de masse suivant des trajectoires circulaires aient déjà été étudiées numériquement, elles n'ont jamais été étudiées expérimentalement avec un véhicule autonome. Les résultats de cette recherche montrent les bienfaits de ce concept, mais aussi certaines limitations. Les essais expérimentaux ont mis en lumière de nouveaux défis de conception. Le modèle dynamique et les résultats présentés dans ce mémoire pourront servir de base pour la suite du développement de ce concept.

CHAPITRE 4

MODÈLE, VALIDATION ET RÉSULTATS

Avant-propos

Auteurs et affiliation :

B. Chapdelaine : étudiant à la maîtrise, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.

D. Rancourt : professeur, Université de Sherbrooke, Faculté de génie, Département de génie mécanique.

Date de soumission : 13 janvier 2021

Revue : AIAA Journal of Aircraft

Titre anglais : Experimental Lifting Capabilities and Model Validation of a Tethered Fixed Wing UAV

Titre français : Capacités de levage expérimentales et validation de modèle d'un avion autonome suivant des trajectoires circulaires contraint par un câble

Contribution au document :

Cet article représente le contenu principal de ce mémoire. Il présente le modèle dynamique conçu pour simuler le système expérimental et développer le système de contrôle. Le banc d'essai expérimental est détaillé. Les résultats des simulations et des essais expérimentaux montrent la performance expérimentale d'un avion attaché avec un câble suivant des trajectoires circulaires et l'efficacité de la méthode de contrôle.

Résumé français :

Des avions attachées par câble suivant des trajectoires circulaires et volant de façon collaborative peuvent lever efficacement des charges, peuvent se reconfigurer pour un vol efficace vers l'avant et pourraient être un concept à décollage et atterrissage vertical en fonction du modèle des avions. Un tel concept pourrait remplir le vide entre les hélicoptères conventionnels et les dirigeables hybrides. Cet article évalue la performance de levage d'un avion autonome suivant des trajectoires circulaires contraint pas un câble attaché au sol. C'est un premier pas vers un prototype complet

du concept à 3 avions. Un modèle de simulation dynamique du système est utilisé pour développer les lois de contrôle de l'avion expérimental. Les résultats montrent que l'avion a la capacité de lever une charge équivalente à 4 fois son poids à vide et d'atteindre un ratio de levage de 14 g/W en régime permanent avec des composantes non-optimisées. Avec un concept à 3 avions, ce système serait 4 à 8 fois plus efficace en vol stationnaire que les autres véhicules à décollage vertical conventionnels. Le modèle dynamique prédit correctement la dynamique et les performances du système.

4.1 Introduction

Vertical Takeoff and Landing (VTOL) aircraft are essential for urban air mobility, cargo delivery, search and rescue operations and construction. Recent advances in electrical propulsion and unmanned systems have brought a renewed interest for this type of aircraft. Aerospace manufacturers, transportation companies and startups are looking at new aerial platforms to provide faster and more efficient transportation of goods and people to a growing population living in cities and suburban areas. These innovative companies are developing novel VTOL concepts to push the boundaries of air mobility. Most development focuses on multirotor aircraft that suffer from high fuel burn in hover, poor forward flight performance and high noise pollution limiting their flight time and operational capabilities [23].

A solution to reduce conventional rotorcraft energy requirement is to increase the main rotor disk area as explained by the momentum theory [24]. However, this is not possible with conventional rotors where the size is limited by the increase in weight and forward flight performance. An alternative to increase the rotor disk area is to replace the rotor blades with tethered airplanes flying collaboratively to lift a payload mimicking a large rotor. Having the lifting surfaces separated from the payload by a long tether would be advantageous in urban areas for the reduced noise pollution and increased safety during cargo delivery.

The concept of using tethered airplane to lift payloads has been investigated since the beginning of aviation. In the 1930's, Chilowski was granted a patent for a method of delivering and retrieving cargo from a single plane using a rope, a reel and flying along a circular path where the tip of the km-long rope becomes the apex of an inverted cone [6]. Since then, several patents have been granted for similar aspects of this method. In 1981, Wilson evaluated the performance of lifting a payload with two conventional planes for Lockheed Martin [7]. These tests were conducted using manned airplanes and were limited by the ability of the pilots and the weight of the conventional aircraft. These limitations hindered further developments.

Recent advances in electrical propulsion and unmanned systems brought a renewed interest in the concept. The Centrifugally Stiffened Rotor (CSR) is being studied for eternal flight [25]. It consists of tip driven wings flying in a circular path tethered to a payload. Since the tether is attached at the tip of the wings, the coning angle of the rotor is controlled by the lift produced and the centrifugal pseudo force acting on the wings. The Alcione, developed by Lozano [26], consists of wings attached to a central hub by rigid rods for simpler controls. These concepts achieve major reductions in hover power requirement but

still suffer from minimal control authority on each blade and are plagued by the complex aerodynamics of rotating blades in forward flight or in the presence of wind. A novel rotor design composed of tethered UAVs where each aircraft mimics an individual blade with its own trajectory control could be the solution to this problem. A tether attachment near the center of gravity of the aircraft would conserve the roll freedom and allow for more complex flight paths.

Recent advances by Makani Power in the airborne energy sector on aircraft design and tethers demonstrated the use of tethered UAVs for wind energy extraction. The concept consists of a rigid fixed-wing aircraft with multiple propellers along the leading edge of its wings. The aircraft is tethered to the ground and takes off vertically powered through the conductors embedded in the tether. Then, it transitions to a circular flight path and extracts energy by flying cross-wind using its motors as generators. Makani successfully developed and tested a 20 kW prototype with a wingspan of 8 m and completed a demonstration before failure of a 600 kW prototype with a wingspan of 28 m [27].

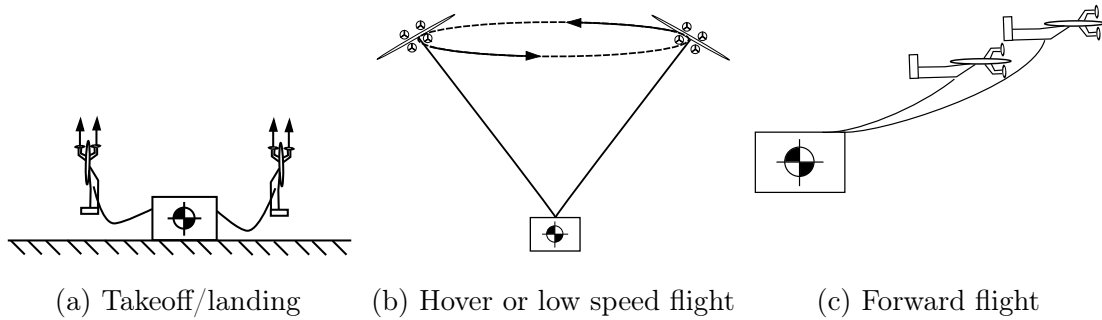


Figure 4.1 Notional representation of the three flight phases of the EPR² [20]

A concept inspired by the Makani kites, the Electric-Powered Reconfigurable Rotor (EPR²), is being studied for load lifting applications. It consists of three or more unmanned aircraft tethered to a fuselage carrying a payload [20]. The aircraft take-off vertically and transition to a quasi-circular flight path to lift the payload. The power required for takeoff is relatively low since the payload stays on the ground during the maneuver. In hover, the aircraft can decrease the disk loading by flying over a large disk area thus decreasing the required power to hover. The three phases of flight of the EPR² are shown in Figure 4.1. High-speed forward flight could be possible with the aircraft flying in the same direction achieving speeds and efficiency similar to airplanes, which is currently impossible with conventional rotors.

Initial studies on using electric-powered tethered airplanes to lift a payload were performed by the Aerospace Systems Design Laboratory (Georgia Institute of Technology). A multi-

disciplinary approach was used to evaluate the power requirements of the EPR^2 in hover and in moderate flight velocity [28, 21]. This numerical work showed that complex flight paths could reduce the wake interaction between the aircraft and strong variations in the aircraft flight speed could reduce the power requirement. It was evaluated that three Makani *Wing 7* aircraft could lift 800 kg of payload using only 42 kW and that three Makani *M600* aircraft could lift 20 metric tons with 1.8 MW, or 5 times less power than an equivalent helicopter. Rancourt developed the method and models needed to evaluate and optimize the power requirement of the EPR^2 in a quasi-circular and periodic flight path [5, 22].

Tethered aircraft aerodynamics are complex due to wake interactions and low wake propagation speed. Numerical models were developed recently [22] to predict aerodynamics of tethered aircraft. However, there is a need to generate experimental data in order to calibrate the models and demonstrate the concept. To do so, a small-scale experimental setup of a single tethered aircraft has been developed as a first step towards a working prototype of the concept with multiple aircraft. Since two or more aircraft are required to equilibrate the forces and lift a payload, the experimental aircraft is tethered to the ground. A load cell is mounted at the anchor to evaluate the lifting capabilities of the tethered aircraft.

This paper presents a dynamic simulation model and an experimental setup designed to evaluate the lifting capabilities and assess the dynamic behavior of a tethered fixed wing aircraft flying along a circular flight path. Experimental results show that the small-scale system has the ability to lift up to 4 times its empty-weight with off-the-shelf components flying along a circular flight path. This concept also requires considerably less power than other conventional VTOL aircraft to lift the same payload, reaching a payload-to-power ratio of 14 grams per Watt (g/W) with the potential to reach a higher ratio with a more efficient powertrain and flying along an optimized flight path. As a comparison, conventional helicopters have a payload-to-power ratio of about 3. This paper is divided as follow. First, the experimental setup and the dynamic model are presented, followed by the experiment planning and the experimental results. Finally, a discussion is provided.

4.2 Experimental Setup

The test platform is built with off-the-shelf components. The aircraft is a Sky Surfer Pro from BlitzRCWorks. It is a radio-controlled battery powered airplane chosen for its relatively high lift-to-drag ratio and its pusher propeller configuration required for safety considerations during indoor testing. A detailed 3D model of the aircraft was made in

SolidWorks to compute the mass moments of inertia and the center of mass of the aircraft. Table 4.1 provides a description of the aircraft parameters.

Tableau 4.1 Aircraft parameters

Parameter	Variable	Value	Units
Empty weight	W_{empty}	1.13	kg
Gross weight	W_{gross}	1.35	kg
Projected wing span	b	1.68	m
Projected wing area	S	0.31	m ²
Aspect Ratio	\mathcal{R}	9.1	-
Mean aerodynamic chord	c	0.20	m
Propeller diameter	-	0.23	m
Roll moment of inertia	I_x	0.05363	kg · m ²
Pitch moment of inertia	I_y	0.05542	kg · m ²
Yaw moment of inertia	I_z	0.10260	kg · m ²
Product of inertia	I_{xz}	0.00769	kg · m ²

The propulsion system was characterized in an open-circuit wind tunnel on a RCbenchmark 1580 thrust stand and dynamometer. Its thrust, torque, electrical and mechanical efficiencies were evaluated from 0 to 28 m/s covering the flight envelope of the aircraft. Second-order response surfaces were fitted on the experimental data to approximate the thrust, mechanical power and electrical power at given motor RPM and airspeed with respective R-squared values of 0.999, 0.998 and 0.997 for the simulation model.

The aircraft is equipped with a Pixhawk 2 onboard flight controller running a custom built version of the Arduplane firmware. It is used for flight control and data acquisition. Additional sensors were added to complement the onboard sensors of the Pixhawk : an airspeed sensor, a brushless motor RPM sensor and a hall effect current sensor. The sensors are detailed in Table 4.2.

Tableau 4.2 Sensors description

Sensor	Description	Range
Airspeed sensor	MS4525DO	0 - 100 m/s
RPM sensor	RPM-BRS-V2	1 000 - 100 000 rev/min
Current sensor	Mauch HS-100-LV	0 - 100 A

The tether is a fishing line made from Dyneema braided fibers rated for up to 100 lb (45.3 kg) of tension with a diameter of 0.020 in (0.50 mm). The tether attachment point on the aircraft is positioned so the cable is aligned with the aircraft's center of mass when it is flying at a coning angle of 15 degrees with the wings level. This configuration mostly decouples the roll from the coning angle by minimising the rolling moment caused by the

misalignment of the tether tension vector and the center of mass. Two secondary cables are added to limit the sideslip at ± 20 degrees to facilitate the aircraft takeoff and landing.

The load cell is a six axis Mini45 Titanium force/torque (F/T) sensor from ATI with a sensing range of 120 N in the lateral axes and 240 N in the vertical axis with the SI-120-6 configuration. It has a resolution of $1/30$ N in the lateral axes and $7/120$ N in the vertical axis. The computer is running a Labview program acquiring the load cell data at a sampling rate of 10 kHz with a National Instruments USB-6003 16 bit ADC. The data is averaged over 200 samples and sent to the ground control station (GCS) at a rate of 50 Hz via a UDP connection. The position of the aircraft is evaluated using the orientation of the force vector and the length of the tether.

The position of the aircraft is calculated from the measured force vector and the known tether length. The tether is assumed to be always under tension and straight because the aircraft is tethered to the load cell anchored to the ground and is flying along circular trajectories. This assumption simplifies the calculations and allows for high-frequency real-time position tracking. The tether deformation is not significant for altitude tracking with the tether lengths used in these experiments. With a tether length of 7.5 m, the measured position can be estimated to have a lateral resolution of 4 cm and a vertical resolution of 8 cm from the load cell's specifications.

The GCS used for communication between the computer and the flight controller is MAV-Proxy running a custom module to transmit the force and position data to the aircraft using the MAVLink protocol. The force and position data is saved on-board by the flight controller.

Figure 4.2a shows the experimental setup during the tests with the airplane in flight and the tether highlighted in red. Figure 4.2b shows a schematic representation of the experimental setup.

4.3 Simulation Model

The objective of the dynamic model is to simulate the experimental setup for controller tuning and design space exploration. The model is divided into three sub-models : the dynamics model, the aerodynamics model and the controller model.

4.3.1 Dynamics Model

The aircraft is modeled as a rigid body with 6 DoF and the reference frames follow aeronautical standards as shown in Figure 4.3. The inertial frame \mathcal{N} is of type north-east-down (NED) and its origin is \mathcal{N}_0 . A vehicle frame \mathcal{V} is affixed to the rigid body of the aircraft

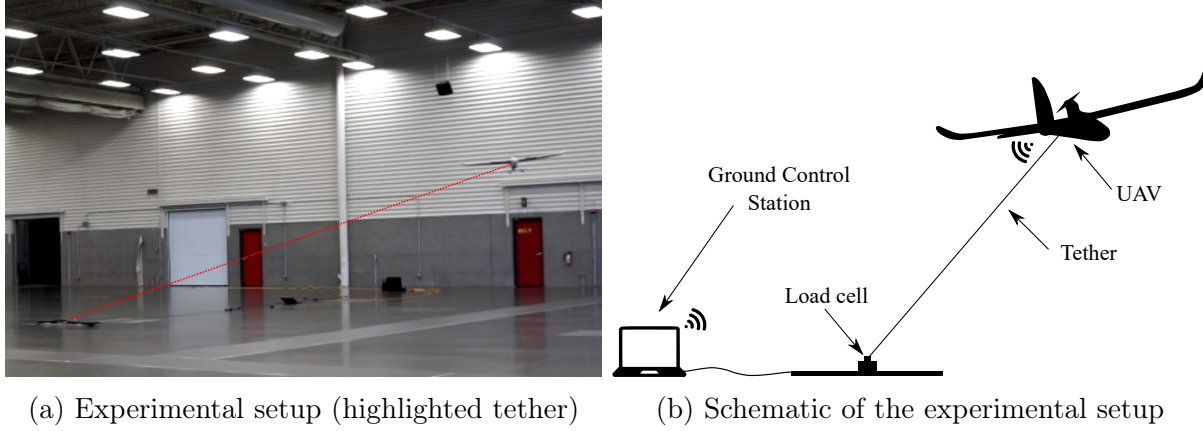


Figure 4.2 Representation of the experimental setup

and its origin is the geometric point \mathcal{V}_0 that coincides with the leading edge of the wings and a fuselage line from the nose to the tail. Its axes are parallel to the inertial frame.

The body frame \mathcal{B} has its origin \mathcal{B}_0 at the same point as the origin of the vehicle frame. The body's x axis points towards the nose, the y axis points towards the starboard wing and the z axis points down. The orientation of the body frame relative to the vehicle frame is defined by three consecutive rotations : a yaw angle ψ rotation around the $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{V}}$ axis, a pitch angle θ rotation around the $\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{V}'}$ axis and a roll angle ϕ rotation about the $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{V}''}$ axis. The aircraft's center of mass \mathcal{B}_{CM} is located behind \mathcal{B}_0 . The position of the body's center of mass is defined relative to the inertial frame by the components x, y and z as in Equation 4.1.

$$\mathbf{r}^{\mathcal{B}_{CM}/\mathcal{N}_O} = x\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{N}} + y\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{N}} + z\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}} \quad (4.1)$$

The tether is fixed on the ground at \mathcal{N}_0 and on the aircraft at the tether attachment point \mathcal{B}_T . The vertical component of the tether tension at the anchor \mathcal{N}_O is denoted by F_z and is positive along $-\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{N}}$. The coning angle λ is the angle between the tether and the x - y plane in the inertial frame.

The motor thrust vector $\mathbf{F}_M^{\mathcal{B}_M}$ is applied at the motor mounting point \mathcal{B}_M in the direction of $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{B}}$ and causes a pitch down moment because it is not aligned with the body's center of mass. The thrust and torque of the propeller are evaluated from experimental data derived from the wind tunnel powertrain characterization. They are given as a function of airspeed

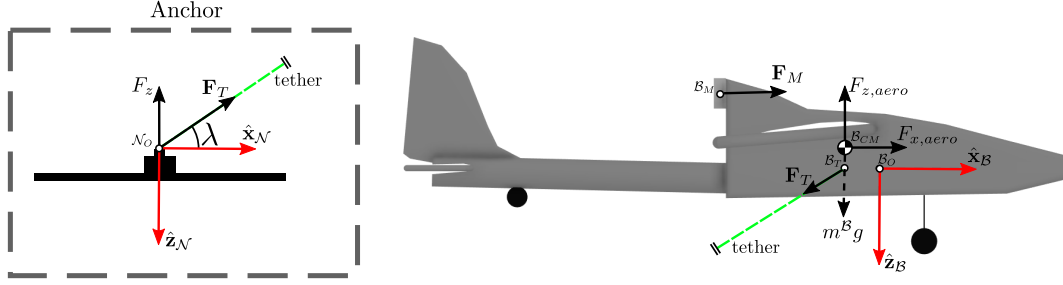


Figure 4.3 Diagram of the simplified airplane (\mathcal{B}), tether, anchor, reference frames and forces included in the dynamic model.

and throttle command as in the following equations :

$$\begin{aligned} F_P &= f(V_a, \delta_T) \\ M_P &= g(V_a, \delta_T) \end{aligned} \quad (4.2)$$

The tether is assumed to be always under tension and straight because the aircraft is tethered to a fixed anchor on the ground and is flying along circular trajectories indoors in a no wind environment. The tether is modeled as a spring that exerts no force when compressed, and its force $\mathbf{F}_T^{\mathcal{B}_T}$ acts upon point \mathcal{B}_T in the direction of $\mathbf{r}^{\mathcal{N}_0/\mathcal{B}_T}$. The tether's force acting on \mathcal{B}_T is given by the following equation :

$$\mathbf{F}_T^{\mathcal{B}_T} = \begin{cases} (k_T \Delta L_T) \mathbf{r}^{\mathcal{N}_0/\mathcal{B}_T}, & \Delta L_T > 0 \\ \mathbf{0}, & \Delta L_T < 0 \end{cases} \quad (4.3)$$

where k_T is the spring constant of the tether and ΔL_T is the tether length variation from its initial length L_T . Since the tether has a small diameter and is relatively short, the aerodynamic loading and the dynamic behavior of the tether is not significant for the purpose of this model. If we were to scale up the system or model the coupled dynamics of a tethered aircraft and payload, a dynamic tether model based on a lumped mass model would be required [5].

The translation and angular velocities are defined in Equations 4.4 and 4.5 and Figure 4.4 shows a representation of the velocities of the body frame.

$${}^{\mathcal{N}}\mathbf{v}^{\mathcal{B}_{CM}} = u\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{B}} + v\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{B}} + w\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{B}} \quad (4.4)$$

$${}^{\mathcal{N}}\boldsymbol{\omega}^{\mathcal{B}} = p\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{B}} + q\hat{\mathbf{y}}_{\mathcal{B}} + r\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{B}} \quad (4.5)$$

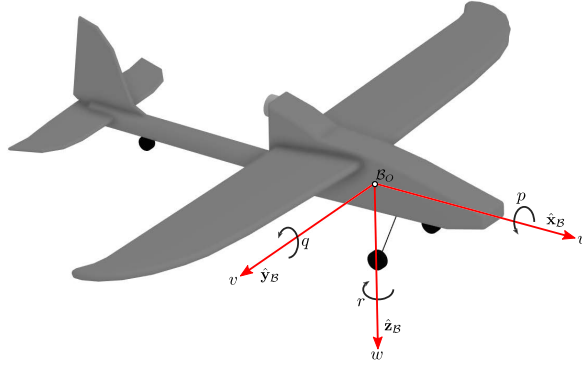


Figure 4.4 Body frame velocities

The state vector \mathbf{X} contains the 12 states of the model and its components are defined in Equation 4.6.

$$\underline{\mathbf{X}} = [x \ y \ z \ \phi \ \theta \ \psi \ u \ v \ w \ p \ q \ r]^T \quad (4.6)$$

The equations of motion (EoM) are obtained to solve for the state variables and their time-derivatives. A classic Newton-Euler approach was used, as shown in Equations 4.7 and 4.8. The EoM were generated using MotionGenesis [29] and are solved in Matlab.

$$\mathcal{N}\mathbf{F}^{\mathcal{B}} = m^{\mathcal{B}} * \mathcal{N}\mathbf{a}^{\mathcal{B}_{CM}} \quad (4.7)$$

$$\mathcal{N}\mathbf{M}^{\mathcal{B}/\mathcal{B}_{CM}} = I^{\mathcal{B}/\mathcal{B}_{CM}} \cdot \mathcal{N}\boldsymbol{\alpha}^{\mathcal{B}} + \mathcal{N}\boldsymbol{\omega}^{\mathcal{B}} \times (I^{\mathcal{B}/\mathcal{B}_{CM}} \cdot \mathcal{N}\boldsymbol{\omega}^{\mathcal{B}}) \quad (4.8)$$

4.3.2 Aerodynamics Model

The aerodynamic forces and torques acting on the body are calculated using linear approximations applied at \mathcal{B}_{CM} . The airspeed, angle-of-attack and sideslip angle are a function of the vehicle's velocity :

$$\begin{aligned} V_a &= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ \alpha &= \arctan \frac{w}{u} \\ \beta &= \arcsin \frac{v}{V_a} \end{aligned} \quad (4.9)$$

The dimensionless stability and control derivatives were calculated using the vortex lattice method (VLM). The AVL program was used to compute the linear stability and control derivatives at a trimmed airspeed of 18 m/s. The results are shown in Table 4.3.

The total aerodynamic forces acting on the UAV at the center of mass are :

Tableau 4.3 Dimensionless stability and control derivatives of the Skysurfer Pro aircraft calculated using VLM

Coefficient	Value	Coefficient	Value	Coefficient	Value
C_{x_u}	-0.0177	C_{z_u}	-0.930	C_{m_u}	0
C_{x_w}	0.281	C_{z_w}	-5.139	C_{m_w}	-1.69
C_{x_q}	-0.272	C_{z_q}	-9.73	C_{m_q}	-15.4
C_{y_v}	-0.206	C_{l_v}	-0.0914	C_{n_v}	0.0641
C_{y_p}	0.0103	C_{l_p}	-0.459	C_{n_p}	-0.0307
C_{y_r}	0.167	C_{l_r}	0.121	C_{n_r}	-0.0583
$C_{l_{\delta_a}}$	0	$C_{l_{\delta_r}}$	0	$C_{m_{\delta_e}}$	0
$C_{n_{\delta_a}}$	0	$C_{n_{\delta_r}}$	0		

$$\mathbf{F}_{aero}^{\mathcal{B}\mathcal{C}\mathcal{M}} = \begin{pmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \cos \theta \sin \phi \\ mg \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} + \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} C_X(\alpha) + C_{X_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{X_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \\ C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{Y_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r \\ C_Z(\alpha) + C_{Z_q}(\alpha) \frac{c}{2V_a} q + C_{Z_{\delta_e}}(\alpha) \delta_e \end{pmatrix} \quad (4.10)$$

and the total aerodynamic torques acting on the UAV are :

$$\mathbf{M}_{aero}^{\mathcal{B}} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S \begin{pmatrix} b \left[C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{l_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r \right] \\ c \left[C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{m_{\delta_e}} \delta_e \right] \\ b \left[C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{b}{2V_a} p + C_{n_r} \frac{b}{2V_a} r + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r \right] \end{pmatrix} \quad (4.11)$$

where C_X , C_Z are the lift and drag forces along the $\hat{\mathbf{x}}_{\mathcal{B}}$ and $\hat{\mathbf{z}}_{\mathcal{B}}$ axes as in Equation 4.12. The other coefficients are obtained from Table 4.3.

$$\begin{aligned} C_X &= -C_D \cos \alpha + C_L \sin \alpha \\ C_Z &= -C_D \sin \alpha - C_L \cos \alpha \\ C_L &= C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha \\ C_D &= C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e \bar{A}} \end{aligned} \quad (4.12)$$

Additional details on the aerodynamic model can be found in [30].

4.3.3 Controller Model

The controller is a full flight control system that maintains the inertial position and the attitude of the aircraft with multiple PID control loops. The longitudinal controller is

decoupled from the lateral controller. Each loop has an anti-wind-up scheme and output saturation. The controller runs at a frequency of 50 Hz. The control inputs are the ailerons δ_a , the elevator δ_e , the rudder δ_r and the throttle δ_T .

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \delta_a & \delta_e & \delta_r & \delta_T \end{bmatrix}^T \quad (4.13)$$

The longitudinal controller consists of an altitude controller and an airspeed controller. The altitude controller uses a successive loop closure strategy with a pitch attitude hold inner loop to hold a target altitude with the elevator. The airspeed controller uses the throttle in an airspeed hold loop. The lateral controller uses the ailerons in a roll-attitude hold loop. Figure 4.5 shows a schematic representation of the controller.

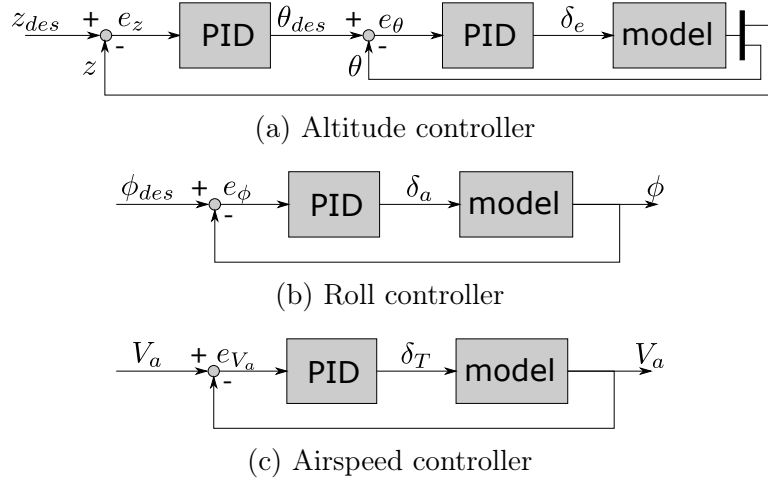


Figure 4.5 Schematic representation of the controller

The PID gains of the control loops were first tuned using a genetic algorithm and an ISE fitness function on step inputs of the simulation model. Then, during the experiments, they were heuristically fine tuned based on the observations.

4.4 Results

4.4.1 Tests description

The flight tests were done at a convention center in an indoor exhibition hall to eliminate the effect of uncontrolled wind. To evaluate the lifting capabilities of the aircraft, multiple flight tests were done in two tether configurations : a short tether of 7.50 m and a long tether of 12.00 m. At each tether length, an altitude sweep was performed. It consisted of flying from 2 to 5 m above ground in increments of 0.5 m at a target airspeed of 15 m/s and 17 m/s.

The cable attachment was successful in decoupling the bank angle of the aircraft from the coning angle. The aircraft was able to achieve coning angles in excess of 30 degrees while maintaining the wings level. The effect of the bank angle on the lifting capabilities was not measured during the tests. The roll of the aircraft was stabilized at 0 degrees at each flight.

4.4.2 Controller performance

The performance of the controller was adequate for the purpose of the tests. It was able to stabilize the aircraft at the desired set-points as expected from the simulation results. Figure 4.6 shows the measured altitude for a segment of autonomous flight with the short tether at an airspeed of 17 m/s. It can be observed that the altitude oscillates within about 15 cm of the target. The noise of the airspeed sensor used in the throttle control loop caused noticeable throttle variations even though the measurements were filtered with a weighted moving average. The additional noise could have been caused by the aircraft flying in its own wake. Since the airspeed plays a significant role in the longitudinal dynamics, the throttle oscillations should be the main cause of the small altitude variations.

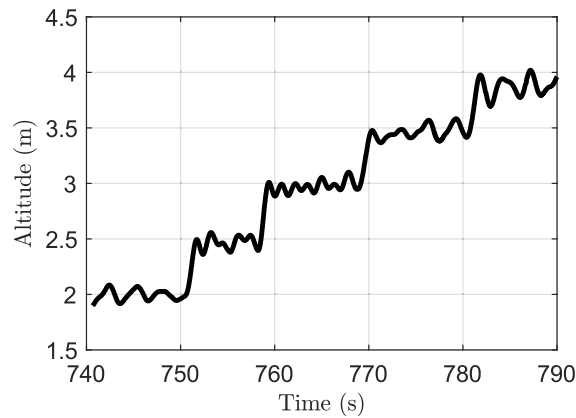


Figure 4.6 Measured altitude for a segment of flight with a tether of 7.5 m at 17 m/s. Target altitude increases by steps of 0.5 m.

Figure 4.7 shows the aircraft's dynamic response to a target altitude increase of 0.50 m. The experimental data (black) and the data from the simulation model (red) are compared against the step input (blue). The rise time of the model follows closely the measured rise time of the experimental aircraft. The model predicts accurately the aircraft's longitudinal response except for the oscillations in the experimental data since the noise of the airspeed sensor is not simulated.

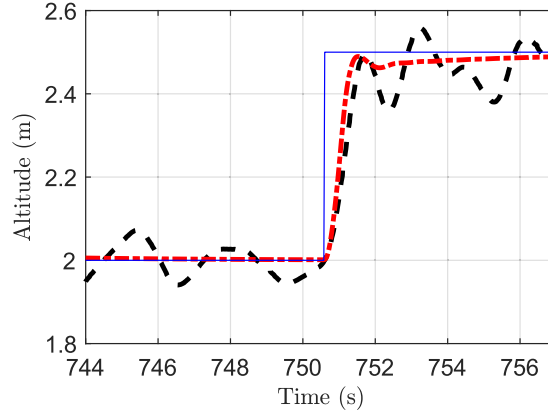


Figure 4.7 Model altitude response to a target altitude increase of 0.5 m vs measured response with a tether of 7.5 m at an airspeed of 17 m/s.

4.4.3 Lifting capabilities

The data acquired with the altitude sweeps is presented in Figure 4.8 where the vertical lifting component F_z of the tether force at the anchor is plotted as a function of the coning angle λ . The coning angle is used instead of the altitude because it gives a better comparison between multiple tether lengths. The experimental lifting component of the aircraft (asterisk) is compared to the predicted value from the simulation model (line) at an airspeed of 15 m/s in red and 17 m/s in black.

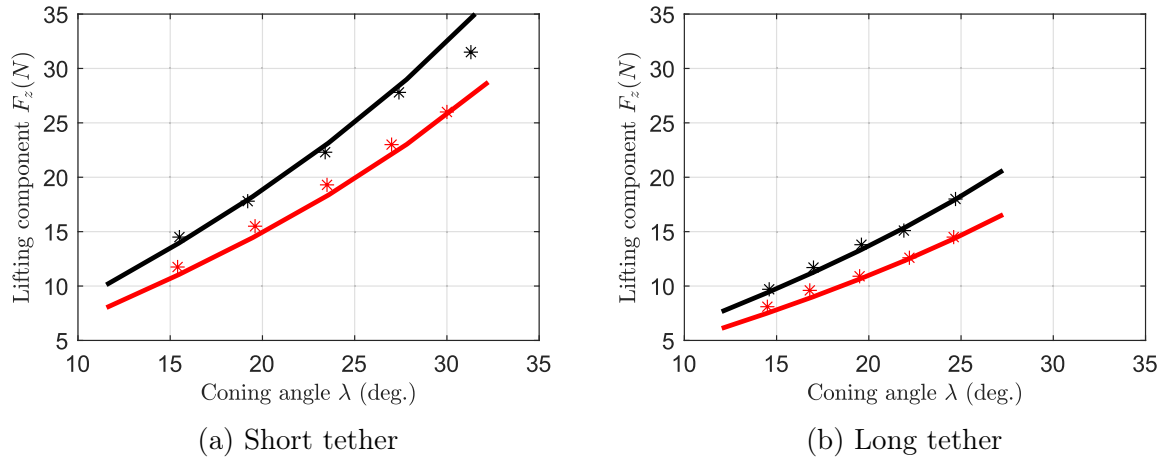


Figure 4.8 Experimental (asterisk) vs modeled (line) lifting component F_z (N) at the anchor point in the short (a) and long (b) tether configuration at 15 m/s (red) and 17 m/s (black).

The results show that the simulation model predicts accurately the lifting component of the tether force at the anchor. The measured data from the short tether test shows a slight deviation from the predicted value at 32 degrees of coning angle. Sources of error

that could explain the discrepancies are the wake interaction that increases the drag at high F_Z . This effect is not accounted for in the model and increases as a function of the aircraft's lift in addition to the conventional induced drag.

The model can be used to evaluate the lifting capabilities of the aircraft at a wide range of airspeed and coning angles. Figure 4.9 shows the lifting component F_z as a function of the coning angle λ from 12 m/s to 20 m/s of airspeed. As expected, an increase of airspeed increases the lifting component at the anchor. At an equal airspeed and coning angle, the lifting component is higher with the short tether than with the long tether because of the increased angular velocity of the aircraft resulting in stronger inertial effects. The simulation data follows the curves shown in Figure 4.8. At a target airspeed of 20 m/s and with the short tether, the power limit of the airplane is reached at about 28 degrees of coning explaining the line ending.

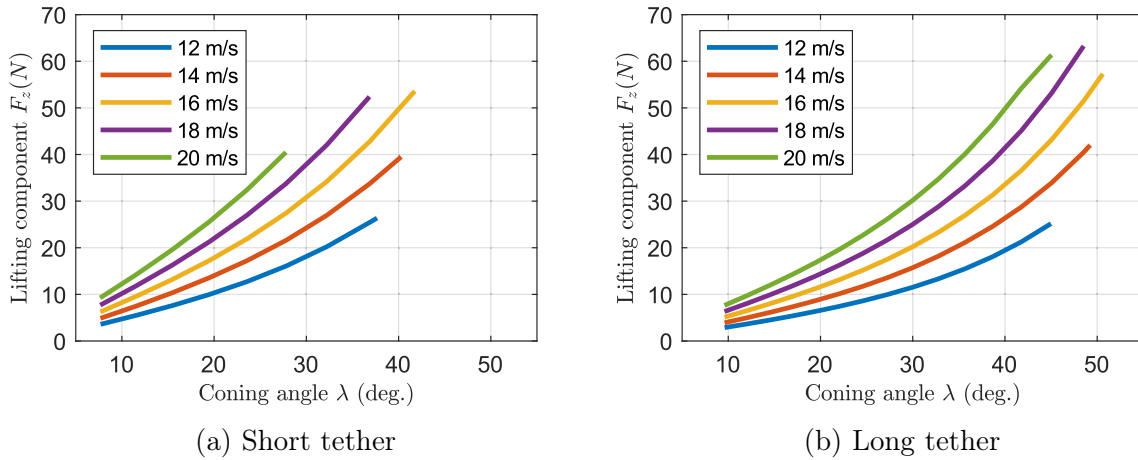


Figure 4.9 Simulated lifting component F_z (N) at the anchor point at multiple airspeed in the short (a) and long (b) tether configuration.

The model can also be used to evaluate the lifting efficiency of the aircraft. Figure 4.10 shows the g/W ratio as a function of the coning angle λ from 12 m/s to 20 m/s of airspeed. As expected, an increase of airspeed decreases the lifting efficiency of the system by increasing the parasitic drag. An increase of coning angle increases the lifting efficiency by increasing the vertical component of the tether tension. The lifting efficiency is slightly higher with the short tether at low coning angles, but the aircraft can reach higher efficiencies with the long tether at high coning angles because of lower inertial effects. The aircraft is limited to a maximum coning angle of about 40 degrees with the short tether but can reach 50 degrees with the long tether.

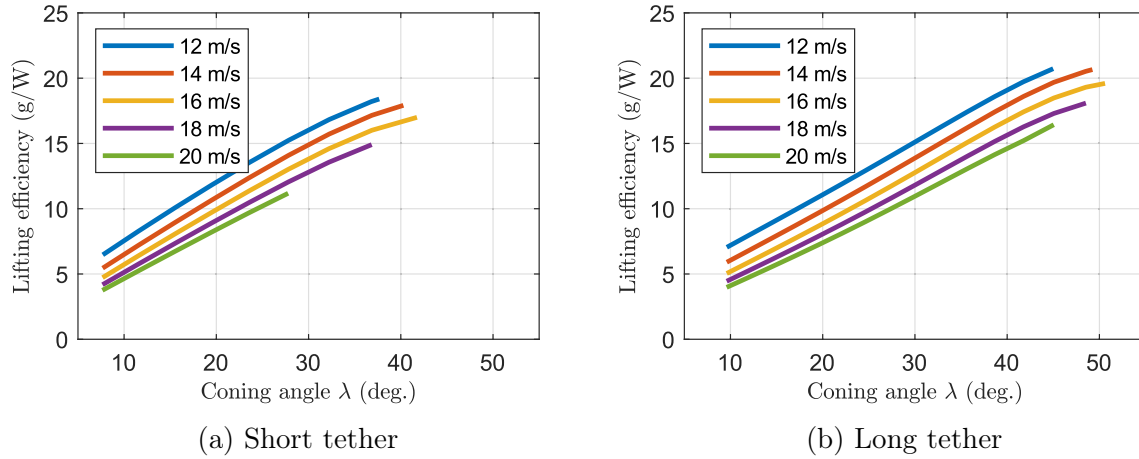


Figure 4.10 Simulated lifting efficiency (g/W) at multiple airspeed in the short (a) and long (b) tether configuration.

The aircraft was flown near its power limit to evaluate its performance in a high lift situation. Figure 4.11 shows the measured lifting component F_z over a period of 60 seconds with the short tether at a coning angle of 32 degrees and an airspeed of 18 m/s. The measured power consumption was 320 W at 90% throttle. The aircraft was able to generate a constant lifting force of 39 N at the anchor. This is equivalent to lifting 3.5 times its empty weight. For comparison, a heavy-lift helicopter, the Sikorsky S-64E Skycrane, can only lift up to 1.2 times its empty weight.

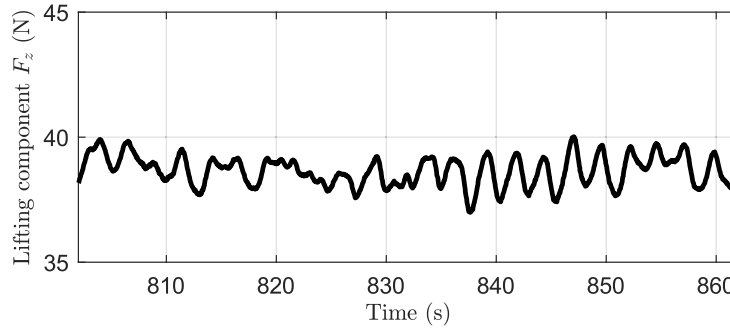


Figure 4.11 Lifting component F_z with a tether of 7.5 m at a coning angle of 32 degrees and an airspeed of 18 m/s.

4.4.4 Lifting efficiency

To compare the lifting efficiency of a tethered fixed wing UAV to other types of VTOL aircraft, the gram-to-Watt ratio (g/W) will be used. It is a useful figure of merit typically used to compare the efficiency of propeller and motor combinations. For this comparison, let's define this metric as the mass of the payload in grams divided by the power required to hover at this weight as in equation 4.14. For the tethered UAV, the payload is defined

as the equivalent weight of the lifting component measured at the anchor and the weight of the aircraft's battery. For helicopters and quadcopters, the payload is defined as the maximum takeoff weight minus the empty weight of the aircraft.

$$g/W = m_{payload}/P_{req} \quad (4.14)$$

The experimental aircraft achieved a g/W ratio of 14 when flying at an airspeed of 15 m/s and a coning angle of 25 degrees with the long tether. It was generating 14.5 N of lift at the anchor and consuming a measured 121 W of electrical power. At this flight condition, it is evaluated that the propeller produces 4.1 N of thrust, generating 63 W of mechanical power from 84 W of shaft power. The propeller efficiency and the combined propeller and motor efficiency are evaluated at 75 % and 52 % respectively at this operating point. The power lost to tether drag is estimated at 1.7 W using the method from [28]. Figure 4.12 shows a representation of the loss mechanisms of the system at this operating point.

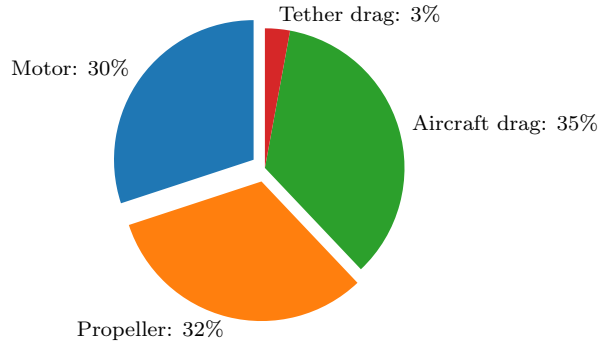


Figure 4.12 Loss mechanisms ($g/W=13$, $V_a=15.5$ m/s and $\lambda=20.0$ degrees).

The use of small scale hobbyist motor, drive and propeller can explain the high motor and propeller losses experienced. A plane with an optimised motor and propeller combination would greatly improve the overall efficiency of the system. One could expect to achieve better results with an aircraft designed for this operating point. A powertrain efficiency of 60 % is realistic for a system of this scale and a full scale airplane should reach upwards to 70 %.

Figure 4.13 provides a comparison of the approximated g/W ratio of various VTOL aircraft with the measured g/W ratio of the experimental tethered aircraft. It shows that the tethered aircraft VTOL concept is 4 to 8 times more efficient in hover than the other conventional VTOL aircraft. It is assumed that 85 % of the helicopter's powerplant takeoff power rating is required to hover at its maximum takeoff weight. The data used to

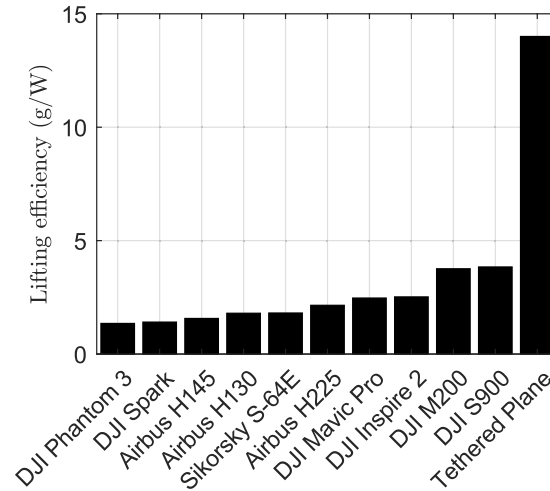


Figure 4.13 Lifting efficiency (g/W) of various VTOL aircraft.

approximate the g/W ratio was obtained from manufacturer's specification sheets and is available in the Appendix.

4.5 Conclusion

This paper evaluates the experimental lifting capabilities of a single tethered fixed wing aircraft flying along a circular flight path anchored to the ground using a small-scale testing platform. A dynamic simulation model of the system was used to design the controller and evaluate the performance of the experimental aircraft in steady state. Through simulation and testing, it was demonstrated that the airplane has the ability to lift up to 4 times its empty weight with off-the-shelf components along a circular flight path. The aircraft demonstrated a payload-to-power ratio exceeding 14 grams-per-Watt in steady state with unoptimized components. Assuming a 3 aircraft concept to equilibrate the centrifugal force this concept would be 4 to 8 times more efficient in hover than other conventional VTOL concepts.

Future work should focus on developing a dynamic simulation model with combined payload and tether dynamics in order to develop control laws for two or more fixed wing UAVs flying collaboratively. The goal should be to develop a path planning method that controls the tension in the tether. A longer tether should be used to reduce the required controller bandwidth and wake interaction between the UAVs.

CHAPITRE 5

CONCLUSION

Le concept novateur d'un aéronef à décollage vertical avec un rotor composé d'avions autonomes pourrait répondre aux besoins civils et militaires croissants d'un véhicule VTOL efficace à haute capacité de chargement et à vitesse de croisière élevée. Le concept de lever des charges avec un avion n'est pas nouveau, mais il n'a jamais été aussi prometteur qu'aujourd'hui avec les possibilités opérationnelles qu'offrent les véhicules autonomes et les avantages de la propulsion électrique.

La performance expérimentale d'un avion attaché avec un câble suivant une trajectoire circulaire a été démontrée dans ce mémoire. Le modèle dynamique développé permet de bien simuler les performances du système expérimental. Il a été utilisé avec succès pour développer des lois de contrôle simples qui ont été implémentées dans le contrôleur de vol. Le contrôleur a permis de stabiliser l'avion aux points d'opération souhaités afin d'évaluer ses performances. Les résultats montrent que l'avion a la capacité de lever une charge équivalente à 4 fois son poids à vide et d'atteindre un ratio de levage de 14 g/W en régime permanent avec des composantes non-optimisées. Avec un concept à 3 avions, ce système serait 4 à 8 fois plus efficace en vol stationnaire que les autres véhicules à décollage vertical conventionnels.

Ces résultats prometteurs sont un premier pas vers la conception d'un prototype complet du concept avec un rotor composé de trois avions. Les prochains travaux devraient se concentrer sur le développement d'un modèle de simulation avec dynamique de câble plus complexe afin de simuler un système à trois avions levant une charge. Le développement de ce système ouvre la porte sur d'autres problèmes de recherche comme le suivi de trajectoire, la gestion du vent et la collaboration entre les aéronefs. Un contrôleur de vol plus complexe devra être développé pour gérer ces nouveaux défis.

ANNEXE A

DONNÉES D'EFFICACITÉ EN VOL STATIONNAIRE

Table A.1 and A.2 present the data used to estimate the payload-to-power ratio of various helicopters and quadcopters.

Tableau A.1 Quadcopters g/W ratio data¹

Aircraft	Max. flight time (h)	Payload (kg)	Battery capacity (Wh)	Hovering power (W)	g/W ratio
DJI Mavic Pro	0.45	0.24	44	97	2.47
DJI Phantom 3	0.38	0.24	68	178	1.35
DJI Spark	0.25	0.10	17	68	1.41
DJI Inspire 2	0.38	1.28	195	509	2.52
DJI M200	0.22	3.38	195	901	3.75
DJI S900	0.30	3.50	274	912	3.84

¹Source : www.dji.com

Tableau A.2 Helicopters g/W ratio data

Aircraft	Takeoff power rating (kW)	Empty weight (kg)	MTOW ⁴ (kg)	Payload (kg)	g/W ratio ⁵
Airbus H130 ²	710	1412	2500	1088	1.80
Airbus H145 ²	1333	1919	3700	1781	1.57
Airbus H225 ²	3133	5271	11000	5729	2.15
Sikorsky S-64E ³	6711	8724	19050	10326	1.81

²Source : www.airbushelicopters.ca/products-missions/

³Source : [31]

⁴MTOW : Maximum takeoff weight

⁵At 85% of takeoff power rating in hover

LISTE DES RÉFÉRENCES

- [1] “Erickson wins Mexico pipeline construction contract,” *Pipeline and Gas Journal*, vol. 242, no. 6, 2015.
- [2] P. Dixon, “Tapping Heavy Lifters,” 2016. [Online]. Available : <https://www.helicoptersmagazine.com/utility-other/tapping-heavy-lifters-6842>
- [3] American Helicopter Services & Aerial Firefighting Association, “For US Aerial Firefighters, 2017 Was A Year Of Dynamic Change,” 2018. [Online]. Available : <https://www.ahsafa.org/?m=201801>
- [4] S. Trimble, “US Army reveals details of Joint Multi-Role fleet vision,” Aug. 2011. [Online]. Available : <https://www.flightglobal.com/news/articles/us-army-reveals-details-of-joint-multi-role-fleet-vision-360794/>
- [5] D. Rancourt, “Method for the flight path optimization of the electric-powered reconfigurable rotor (EPR2) VTOL concept,” PhD Thesis, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, United States, Nov. 2016.
- [6] C. Chilowsky, “Method and device for establishing communication between aircraft in full flight and the ground,” Patent 1 829 474, Oct., 1931. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US1829474A/en>
- [7] F. Wilson, “Aerial transport of payloads with vertical pick up and delivery,” Patent US4 416 436A, Nov., 1983. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US4416436A/en>
- [8] “Method and apparatus for cargo loading and discharging in flight,” Patent, Nov., 1936. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US2151395A/en>
- [9] R. Ducote and R. Speelman, “Air force concepts for accurate delivery of equipment and supplies,” in *Aerodynamic Deceleration Systems Conference*, ser. Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conferences. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Sept. 1966. [Online]. Available : <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.1966-1526>
- [10] V. Anderson, “Method and apparatus for pickup and delivery by aircraft in flight,” Patent US2 295 537A, Sept., 1942. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US2295537A/en>
- [11] F. Alaburne, “Art of aerial transportation,” Patent US2 298 912A, Oct., 1942. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US2298912A/en>
- [12] —, “Transportation method,” Patent US2 373 086A, Apr., 1945. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US2373086A/en>
- [13] R. Cotton, “Aerial pick-up and delivery system,” Patent US3 351 325A, Nov., 1967. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US3351325A/en>
- [14] E. Gamzon, “Method and system for supporting an airborne vehicle in space,” Patent US5 074 489A, Dec., 1991. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US5074489A/en>

-
- [15] J. Delbert, “Airborne tethered sensor system,” Patent US5 722 618, Mar., 1998. [Online]. Available : <http://www.patentbuddy.com/Patent/5722618>
 - [16] G. Olson, “System and method for transporting cargo utilizing an air towing system that can achieve vertical take-off and vertical landing,” Patent US8 308 142B1, Nov., 2012. [Online]. Available : <https://patents.google.com/patent/US8308142B1/en>
 - [17] M. Moore, “Eternal Flight as the Solution for 'X',” Palo Alto, CA, 2014. [Online]. Available : <http://www.nasa.gov/content/eternal-flight-as-the-solution-for-x>
 - [18] “Applications – Bladetips Energy.” [Online]. Available : <http://bladetipse-energy.com/en/applications/>
 - [19] “Journey | Makani.” [Online]. Available : <https://x.company/makani/journey/>
 - [20] E. D. Bouchard, D. Rancourt, D. Mavris, and G. I. o. Technology, “Design Space Exploration of an Electric-Powered Reconfigurable Rotor VTOL Concept.” AHS International, May 2015. [Online]. Available : <https://vtol.org/store/product/design-space-exploration-of-an-electricpowered-reconfigurable-rotor-vtol-concept-10504.cfm>
 - [21] M. Cormier, D. Rancourt, E. Bouchard, and D. Mavris, “Optimization of the forward flight operation for a reconfigurable rotor concept,” in *American Helicopter Society International - AHS Specialists' Conference on Aeromechanics Design for Vertical Lift 2016*, San Francisco, California, 2016, pp. 428–443.
 - [22] D. Rancourt and D. N. Mavris, “Efficient Aerodynamic Method for Interacting Lifting Surfaces over Long Distances,” *Journal of Aircraft*, pp. 1–10, July 2018. [Online]. Available : <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/1.C034905>
 - [23] H. Eißfeldt, “Sustainable Urban Air Mobility Supported with Participatory Noise Sensing,” *Sustainability*, vol. 12, no. 8, p. 3320, Jan. 2020.
 - [24] G. J. Leishman, *Principles of Helicopter Aerodynamics*. New York, NY : Cambridge University Press, Apr. 2006.
 - [25] J. Selfridge and G. Tao, “Centrifugally stiffened rotor : A complete derivation of the plant model with nonlinear dynamics,” 2015.
 - [26] R. Lozano, “Study of the flight dynamics of a kite,” PhD Thesis, Université de Grenoble, Grenoble, France, Apr. 2014. [Online]. Available : <https://tel.archives-ouvertes.fr/tel-01424160/document>
 - [27] D. Vander Lind, “Developing a 600 kW Airborne Wind Turbine,” vol. Book of Abstracts of the International Airborne Wind Energy Conference, Delft, The Netherlands, 2015, pp. 14–17. [Online]. Available : <http://resolver.tudelft.nl/uuid:bf8544b8-ef18-45e7-9463-949307e8c095>
 - [28] E. Demers Bouchard, D. Rancourt, and D. N. Mavris, “Integration of Electric Propulsion in Efficient Heavy-Lift VTOL Concept,” in *15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, ser. AIAA AVIATION Forum. American Institute of Aeronautics and Astronautics, June 2015. [Online]. Available : <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2015-3337>
 - [29] P. Mitiguy, *Advanced dynamics & motion simulation : for professional engineers and scientists (graduate work) : 3D, computational, guided*. Palo Alto, CA : Prodigy Press, 2018.
-

-
- [30] R. W. Beard and T. W. McLain, *Small unmanned aircraft : theory and practice*. Princeton, N.J : Princeton University Press, 2012, oCLC : ocn724663112.
- [31] G. Frawley, *The international directory of civil aircraft 2003/2004*, 5th ed. Canberra : Aerospace Publications, 2003. [Online]. Available : [https ://trove.nla.gov.au/version/27527603](https://trove.nla.gov.au/version/27527603)
-

